

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

In re the Application of

Inventors: P. ROUQUETTE, et al.

Application No.: New Patent Application

Filed: March 18, 2004

For: METHOD AND DEVICE FOR DETERMINING AT LEAST ONE  
CUE OF VERTICAL POSITION OF AN AIRCRAFT

CLAIM FOR PRIORITY

Honorable Commissioner of  
Patents and Trademarks  
Washington, D.C. 20231

Sir:

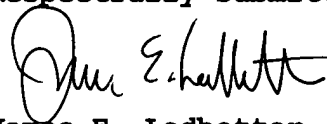
The benefit of the filing date of the following prior foreign application filed in the following foreign country is hereby requested for the above-identified application and the priority provided in 35 USC 119 is hereby claimed:

French Appln. No. 03 03335, filed March 19, 2003.

In support of this claim, a certified copy of said original foreign application is filed herewith.

It is requested that the file of this application be marked to indicate that the requirements of 35 USC 119 have been fulfilled and that the Patent and Trademark Office kindly acknowledge receipt of this document.

Respectfully submitted,



James E. Ledbetter  
Registration No. 28,732

Date: March 18, 2004

JEL/apg  
Attorney Docket No. L7307.04110  
STEVENS, DAVIS, MILLER & MOSHER, L.L.P.  
1615 L Street, NW, Suite 850  
P.O. Box 34387  
Washington, DC 20043-4387  
Telephone: (202) 785-0100  
Facsimile: (202) 408-5200

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**



# BREVET D'INVENTION

## CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

### COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le 28 JAN. 2004

Pour le Directeur général de l'Institut  
national de la propriété industrielle  
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

INSTITUT  
NATIONAL DE  
LA PROPRIÉTÉ  
INDUSTRIELLE

SIEGE  
26 bis, rue de Saint Petersburg  
75800 PARIS cedex 08  
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04  
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23  
www.inpi.fr

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**



26 bis, rue de Saint-Petersbourg  
75800 Paris Cedex 08  
Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04 Télécopie : 33 (1) 42 94 86 54

# BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI

**cerfa**  
N° 11354\*03

## REQUÊTE EN DÉLIVRANCE page 1/2



Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 540 • W / 210502

<b>REMISE DES PIÈCES</b> DATE <b>19 MARS 2003</b> LIEU <b>75 INPI PARIS</b> N° D'ENREGISTREMENT <b>0303335</b> NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI <b>19 MARS 2003</b> DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE PAR L'INPI		<b>1 NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE</b> CABINET BONNÉTAT 29, Rue de Saint-Petersbourg 75008 PARIS	
<b>Vos références pour ce dossier (facultatif)</b> AF-731			
<b>Confirmation d'un dépôt par télécopie</b>		<input type="checkbox"/> N° attribué par l'INPI à la télécopie	
<b>2 NATURE DE LA DEMANDE</b>		<b>Cochez l'une des 4 cases suivantes</b>	
Demande de brevet		<input checked="" type="checkbox"/>	
Demande de certificat d'utilité		<input type="checkbox"/>	
Demande divisionnaire		<input type="checkbox"/>	
<i>Demande de brevet initiale</i> N° _____ Date _____ <i>ou demande de certificat d'utilité initiale</i> N° _____ Date _____			
Transformation d'une demande de brevet européen <i>Demande de brevet initiale</i> N° _____ Date _____			
<b>3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)</b> Procédé et dispositif pour déterminer au moins une information de position verticale d'un aéronef.			
<b>4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE LA DATE DE DÉPÔT D'UNE DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE</b>		Pays ou organisation _____ N° _____ Date _____ Pays ou organisation _____ N° _____ Date _____ Pays ou organisation _____ N° _____ Date _____ <input type="checkbox"/> S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»	
<b>5 DEMANDEUR (Cochez l'une des 2 cases)</b>		<input checked="" type="checkbox"/> <b>Personne morale</b> <input type="checkbox"/> <b>Personne physique</b>	
Nom ou dénomination sociale		AIRBUS France	
Prénoms			
Forme juridique		Société par Actions Simplifiée	
N° SIREN		3 9 3 3 4 1 5 3 2	
Code APE-NAF			
Domicile ou siège	Rue	316, Route de Bayonne	
	Code postal et ville	31 060 TOULOUSE	
	Pays	FRANCE	
Nationalité		française	
N° de téléphone (facultatif)		N° de télécopie (facultatif)	
Adresse électronique (facultatif)			
<input type="checkbox"/> S'il y a plus d'un demandeur, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»			

Remplir impérativement la 2<sup>ème</sup> page



# BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE  
page 2/2

**BR2**

REMISE DES PIÈCES DATE <b>19 MARS 2003</b> LIEU <b>75 INPI PARIS</b>		Réservé à l'INPI
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI		<b>0303335</b> DB 540 W / 210502
<b>6 MANDATAIRE (s'il y a lieu)</b>		
Nom		HAUER
Prénom		Bernard
Cabinet ou Société		CABINET BONNÉTAT
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel		
Adresse	Rue	29, Rue de Saint-Petersbourg
	Code postal et ville	<b>75 008</b> PARIS
	Pays	FRANCE
N° de téléphone (facultatif)		01 42 93 66 65
N° de télécopie (facultatif)		01 42 93 69 51
Adresse électronique (facultatif)		cab-bonnetat@wanadoo.fr
<b>7 INVENTEUR (S)</b> Les inventeurs sont nécessairement des personnes physiques		
Les demandeurs et les inventeurs sont les mêmes personnes		<input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non : Dans ce cas remplir le formulaire de Désignation d'inventeur(s)
<b>8 RAPPORT DE RECHERCHE</b> Uniquement pour une demande de brevet (y compris division et transformation)		
Établissement immédiat ou établissement différé		<input checked="" type="checkbox"/> Établissement immédiat <input type="checkbox"/> Établissement différé
Paiement échelonné de la redevance (en deux versements)		Uniquement pour les personnes physiques effectuant elles-mêmes leur propre dépôt <input type="checkbox"/> Oui <input type="checkbox"/> Non
<b>9 RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES</b> Uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Requête pour la première fois pour cette invention (joindre un avis de non-imposition) <input type="checkbox"/> Obtenue antérieurement à ce dépôt pour cette invention (joindre une copie de la décision d'admission à l'assistance gratuite ou indiquer sa référence): AG		
<b>10 SÉQUENCES DE NUCLEOTIDES ET/OU D'ACIDES AMINÉS</b> <input type="checkbox"/> Cochez la case si la description contient une liste de séquences		
Le support électronique de données est joint <input type="checkbox"/> La déclaration de conformité de la liste de séquences sur support papier avec le support électronique de données est jointe <input type="checkbox"/>		
Si vous avez utilisé l'imprimé «Suite», indiquez le nombre de pages jointes		
<b>11 SIGNATURE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE</b> (Nom et qualité du signataire) Mandataire "CPI brevet": Bernard HAUER 98-0504 (B)		VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI 

La loi n°78-17 du 6 janvier 1978 relative à l'informatique, aux fichiers et aux libertés s'applique aux réponses faites à ce formulaire. Elle garantit un droit d'accès et de rectification pour les données vous concernant auprès de l'INPI.

La présente invention concerne un procédé et un dispositif pour déterminer au moins une information de position verticale d'un aéronef lors de son atterrissage.

On sait que de nombreux aéroports sont équipés d'un système de radionavigation au sol émettant des signaux permettant un atterrissage de précision aux instruments de type ILS ("Instrument Landing System") d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport civil, équipé de récepteurs appropriés.

Un tel système de radionavigation comporte des stations sol qui sont situées en bordure de piste et au moins un récepteur radio spécialisé monté à bord de l'aéronef, qui fournit un guidage horizontal et vertical avant et pendant l'atterrissage en présentant au pilote la déviation latérale par rapport à un axe d'approche et la déviation verticale par rapport à un plan de descente. Ledit système de radionavigation comporte généralement, comme stations sol :

- un radioémetteur UHF directionnel, placé en aval du seuil de piste et d'un côté ou de l'autre de l'axe de la piste, et destiné à assurer le guidage vertical le long d'un axe d'approche d'après un plan idéal de descente en approche "ILS", grâce à l'émission d'un faisceau de guidage vertical (faisceau "Glide") approprié. Plus précisément, ce radioémetteur émet deux signaux à modulation différente qui sont alignés l'un au-dessus de l'autre et qui se chevauchent dans l'axe d'approche où les deux signaux sont reçus à égale intensité ; et
- un radioémetteur VHF directionnel, généralement placé sur l'axe de piste à l'extrémité opposée au seuil d'approche, et destiné à assurer le guidage en azimuth le long de l'axe d'approche d'après un profil d'ali-

gnement latéral idéal en approche "ILS", grâce à l'émission d'un faisceau d'alignement latéral (faisceau "Loc") approprié. Plus précisément, ce radioémetteur émet deux signaux à modulation différente qui se chevauchent dans l'axe d'approche où les deux signaux sont reçus à égale intensité.

Un tel système de radionavigation apporte une assistance importante et efficace à l'atterrissage (par un guidage latéral et un guidage vertical), en particulier par mauvaise visibilité (brouillard, ...) ou en absence de visibilité.

Toutefois, il peut arriver qu'un tel système de radionavigation soit incomplet ou au moins partiellement en panne de sorte que le pilote n'a alors plus accès à toutes les informations permettant un atterrissage complètement assisté.

La présente invention s'applique au cas où aucun faisceau "glide" (guidage vertical) n'est disponible, seul un faisceau "loc" (guidage latéral) étant détectable à partir de l'aéronef.

Un tel cas peut se présenter notamment dans les situations suivantes :

- le système de radionavigation comporte uniquement des moyens pour émettre un faisceau "loc" ;
- les moyens dudit système de radionavigation destinés à émettre un faisceau "glide" sont en panne ;
- le système de radionavigation émet un faisceau "glide" vers l'avant de la piste et des faisceaux "loc" vers l'avant, ainsi que vers l'arrière de la piste, et l'atterrissage est réalisé par l'arrière.

Lorsqu'un tel cas se présente, le pilote doit gérer le guidage vertical sans assistance. Une telle gestion nécessite une charge de travail importante et une attention élevée de la part du pilote, ce qui peut parfois augmenter le risque d'erreurs et donc entraîner une sécurité de vol moins



dre que lors d'une approche de précision de type "ILS", pour laquelle, comme indiqué précédemment, le pilote bénéficie notamment d'une assistance pour le guidage vertical.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé pour déterminer au moins une information de position verticale d'un aéronef lors de son atterrissage sur une piste d'atterrissage, en présence uniquement d'un faisceau d'alignement latéral (c'est-à-dire d'un faisceau "loc") qui est émis à partir du sol et qui donne une indication sur l'alignement latéral par rapport à l'axe d'approche, et donc en l'absence d'un faisceau de guidage vertical (faisceau "glide") détectable.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que :

- a) on détecte ledit faisceau d'alignement latéral sur l'aéronef ;
- b) à partir d'informations relatives audit faisceau d'alignement latéral ainsi détecté et d'informations prédéterminées, on détermine un axe d'approche de l'aéronef ;
- c) on détermine la position effective de l'aéronef ;
- d) on détermine une position de consigne de l'aéronef, qui correspond à la position qu'aurait l'aéronef s'il se trouvait sur ledit axe d'approche ; et
- e) à partir de ladite position effective et de ladite position de consigne de l'aéronef, on calcule la déviation verticale de l'aéronef, qui représente ladite information de position verticale.

Ainsi, grâce à l'invention, on obtient une information de position verticale de l'aéronef, uniquement à partir d'un faisceau d'alignement latéral (faisceau "loc"), c'est-à-dire sans utiliser un faisceau de guidage vertical (faisceau "glide").

De façon avantageuse, à l'étape b), pour déterminer ledit axe d'approche :

α) on forme un ensemble de premiers axes passant tous par un même point prédéterminé situé au sol au moins à proximité de ladite piste d'atterrissage et présentant tous une même pente prédéterminée ; et

β) on choisit comme axe d'approche un premier axe dudit ensemble de premiers axes, dont la projection sur un plan horizontal est parallèle à la projection sur ce plan horizontal dudit faisceau d'alignement latéral détecté.

En outre, avantageusement, à l'étape c), on détermine la position effective de l'aéronef, à partir de valeurs de longitude, de latitude et d'altitude de l'aéronef.

Dans un mode de réalisation préféré, la valeur d'altitude de l'aéronef, que l'on utilise, est obtenue à l'aide d'au moins une mesure réalisée par au moins une sonde barométrique.

Dans ce cas, dans une première variante de réalisation, on corrige la valeur d'altitude mesurée, en fonction de la température au sol.

De préférence, on corrige la valeur d'altitude  $A_m$  mesurée, à l'aide de l'expression suivante, pour obtenir une valeur d'altitude corrigée  $A_c$  :

$$A_c = (A_m - A_p) \cdot (T_1 / T_2) + A_p,$$

dans laquelle :

- $A_p$  est l'altitude de la piste d'atterrissage ;
- $T_1$  est la température au sol ; et
- $T_2$  est une valeur de température prédéterminée.

Avantageusement, on corrige la valeur d'altitude uniquement si la température au sol est inférieure à une valeur de température prédéterminée.

Dans une seconde variante de réalisation (qui peut être combinée avec ladite première variante de réalisation décrite ci-dessus, pour fournir la valeur d'altitude  $A_m$  utilisée dans la formule de correction d'altitude correspondant à ladite première variante), on corrige si nécessaire la valeur

d'altitude mesurée de manière à obtenir une valeur d'altitude corrigée QNH qui est référencée par rapport au niveau de la mer.

Dans cette seconde variante, premièrement, lorsque la valeur d'altitude mesurée QFE est référencée par rapport à la piste d'atterrissage, on la corrige, à l'aide de l'expression suivante, pour obtenir la valeur d'altitude corrigée QNH :

$$\text{QNH} = \text{QFE} + \text{Ap},$$

dans laquelle Ap représente l'altitude de la piste d'atterrissage.

En outre, deuxièmement, lorsque la valeur d'altitude mesurée est une altitude standard STD, on la corrige, à l'aide de l'expression suivante, pour obtenir la valeur d'altitude corrigée QNH :

$$\text{QNH} = \text{STD} + \Delta \text{ avec } \Delta = \text{QNHp} - \beta,$$

QNHp étant une valeur dépendant de la pression atmosphérique au niveau de la piste d'atterrissage et  $\beta$  étant une valeur prédéterminée.

La présente invention concerne également un procédé de guidage d'un aéronef lors de son atterrissage sur une piste d'atterrissage, en présence d'un faisceau d'alignement latéral qui est émis à partir du sol et qui donne une indication sur l'alignement latéral par rapport à la piste d'atterrissage.

Selon l'invention, ce procédé est remarquable en ce que l'on réalise, de façon répétitive, jusqu'à l'atterrissage, la suite d'opérations successives suivante :

A/ on met en œuvre le procédé précité pour déterminer la déviation verticale de l'aéronef ;

B/ on détermine la déviation latérale de l'aéronef par rapport audit faisceau d'alignement latéral détecté ; et

C/ on guide l'aéronef de manière à annuler lesdites déviations verticale et latérale.



Par ailleurs, la présente invention concerne également un dispositif pour déterminer au moins une information de position verticale d'un aéronef lors de son atterrissage sur une piste d'atterrissage, en présence d'un

faisceau d'alignement latéral qui est émis à partir du sol et qui donne une indication sur l'alignement latéral par rapport à la piste d'atterrissage. Ce dispositif est remarquable, selon l'invention, en ce qu'il comporte :

- un moyen de détection pour détecter ledit faisceau d'alignement latéral sur l'aéronef ;

- une base de données comportant des informations relatives à l'atterrissage sur ladite piste d'atterrissage ;

- un premier moyen pour déterminer un axe d'approche de l'aéronef, à partir d'informations relatives audit faisceau d'alignement latéral, reçues dudit moyen de détection, et d'informations reçues de ladite base de données ;

- un deuxième moyen pour déterminer la position effective de l'aéronef ;

- un troisième moyen pour déterminer une position de consigne de l'aéronef, qui correspond à la position qu'aurait l'aéronef s'il était sur ledit axe d'approche ; et

- un quatrième moyen pour calculer, à partir de ladite position effective et de ladite position de consigne de l'aéronef, la déviation verticale de l'aéronef, représentant ladite information de position verticale.

De préférence, lesdits premier et deuxième moyens font partie d'une seule et même unité de calcul. De préférence aussi, lesdits troisième et quatrième moyens font partie d'une seule et même unité de calcul.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 est le schéma synoptique d'un dispositif conforme à l'invention.

Les figures 2 et 3 illustrent des cas différents d'application de la présente invention.

La figure 4 est le schéma synoptique d'une application préférée conforme à l'invention.

5 Les figures 5 et 6 montrent schématiquement deux situations différentes de mise en œuvre de la présente invention.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est destiné à déterminer au moins une information de position verticale d'un aéronef A, en particulier d'un avion de transport civil, lors de son atterrissage sur une piste d'atterrissage 2, en présence  
10 d'un faisceau d'alignement latéral 3 qui est émis à partir du sol et qui donne une indication sur l'alignement latéral par rapport à la piste d'atterrissage 2 (figure 2).

Ce faisceau d'alignement latéral 3 est un faisceau "loc" qui est  
15 généralement émis par un radioémetteur VHF directionnel, généralement placé sur l'axe de la piste 2 à l'extrémité opposée au seuil d'approche, qui assure le guidage en azimuth le long de l'axe d'approche d'après un profil d'alignement latéral idéal en approche "ILS", ce radioémetteur émettant de façon connue deux signaux à modulation différente qui se chevauchent  
20 dans l'axe d'approche où les deux signaux sont reçus à égale intensité.

Ce radioémetteur fait partie d'un système de radionavigation usuel qui comporte généralement, de plus, au moins un radioémetteur qui est susceptible d'émettre un faisceau "glide" 4 de guidage vertical, comme représenté en traits interrompus sur la figure 2.

25 La présente invention s'applique au cas où aucun faisceau "glide" 4 (guidage vertical) n'est disponible, seul un faisceau "loc" 3 (guidage latéral) étant détectable à partir de l'aéronef A..

Un tel cas peut se présenter dans les situations suivantes :

– le système de radionavigation comporte uniquement des moyens pour émettre un faisceau "loc" 3 ou les moyens dudit système de radionavigation destinés à émettre un faisceau "glide" sont en panne, comme représenté sur la figure 2 (l'absence du faisceau "glide" 4 étant mise en évidence par des traits interrompus) ; ou

– le système de radionavigation émet un faisceau "glide" 4 vers l'avant 5 de la piste 2 et des faisceaux "loc" 3A et 3B respectivement vers l'avant 5 et vers l'arrière 6 de la piste 2, et l'atterrissage est réalisé par l'arrière 6, comme représenté sur la figure 3.

Pour pouvoir obtenir une information de position verticale dans un tel cas, ledit dispositif 1 qui est embarqué sur l'aéronef A comporte, selon l'invention, comme représenté sur la figure 1 :

– un moyen de détection 7, à savoir un radiorécepteur usuel, pour détecter ledit faisceau d'alignement latéral 3 (ou 3B) à partir de l'aéronef A ;

– une base de données 8 qui comporte des informations précisées ci-dessous, relatives à l'atterrissage sur ladite piste d'atterrissage 2 ;

– un moyen 9 qui est relié par des liaisons 10 et 11 respectivement au moyen de détection 7 et à la base de données 8 pour déterminer un axe d'approche de l'aéronef A, à partir d'informations relatives audit faisceau d'alignement latéral 3, reçues dudit moyen de détection 7, et d'informations reçues de ladite base de données 8 ;

– un moyen 14 pour déterminer la position effective de l'aéronef A ;

– un moyen 12 qui est relié par une liaison 13 au moyen 9, et par une liaison 30 au moyen 14, pour déterminer une position de consigne de l'aéronef A, qui correspond à la position qu'aurait l'aéronef A s'il était sur ledit axe d'approche ; et

– un moyen 15 qui est relié par des liaisons 16 et 17 respectivement auxdits moyens 12 et 14, pour calculer, à partir de ladite position effective

et de ladite position de consigne de l'aéronef A, la déviation verticale de l'aéronef, représentant ladite information de position verticale.

Ainsi, grâce audit dispositif 1 conforme à l'invention, on obtient

une information de position verticale de l'aéronef (dévi-  
5      rapport à la position prescrite), uniquement à partir d'un faisceau d'alignement latéral 3 (faisceau "loc"), c'est-à-dire sans utiliser un faisceau de guidage vertical 4 (faisceau "glide").

Selon l'invention :

– la base de données 8 contient au moins les informations suivantes : les  
10      coordonnées d'un point de référence situé sur le seuil de la piste 2 ou à proximité immédiate de celui-ci, ainsi qu'une pente ou un taux de descente ;

– le moyen 9 détermine à partir de ces informations l'axe d'approche.  
Pour ce faire, ledit moyen 9 :

15      α) forme un ensemble de premiers axes passant tous par ledit point de référence et présentant tous ladite pente (ou taux de descente) ; et

β) choisit comme axe d'approche un premier axe dudit ensemble de premiers axes, dont la projection sur un plan horizontal est parallèle à la projection sur ce plan horizontal dudit faisceau d'alignement latéral  
20      3 détecté par le moyen de détection 7 ; et

– le moyen 14 détermine la position effective de l'aéronef, à partir de valeurs de longitude, de latitude et d'altitude de l'aéronef.

Pour ce faire, ledit moyen 14 comporte, de préférence :

– un ensemble 18 de capteurs, par exemple une centrale inertielle et/ou  
25      un dispositif de réception GPS ("Global Positioning System") pour déterminer les valeurs de latitude et de longitude de l'aéronef A et au moins une sonde barométrique 19 pour réaliser une mesure d'altitude ;  
et

- un moyen de calcul 20 qui est relié par une liaison 21 audit ensemble 18 de capteurs, pour calculer la position effective de l'aéronef A à partir des valeurs mesurées par ledit ensemble 18 de capteurs.

Dans un mode de réalisation préféré :

- 5 – les moyens 9 et 20 font partie d'une seule et même unité de calcul UC1, par exemple un calculateur de gestion de vol, de préférence de type "FMS" ("Flight Management System") ; et
- les moyens 12 et 15 font partie d'une seule et même unité de calcul UC2, par exemple un récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, de  
10 préférence de type "MMR" ("Multi Mode Receiver").

Dans un mode de réalisation préféré, pour déterminer la position de consigne de l'aéronef A sur l'axe d'approche, on procède de la façon suivante. Dans un plan horizontal, on considère un premier point correspondant à la position effective de l'aéronef (mêmes latitude et longitude)  
15 déterminée par le moyen 14. On considère une droite correspondant à la projection verticale, dans ce plan horizontal, de l'axe d'approche déterminé par le moyen 9. On détermine un second point dans ce plan horizontal correspondant à la projection orthogonale dudit premier point sur cette droite et on considère un plan vertical orthogonal à cette droite et conte-  
20 nant ledit second point. La position de consigne de l'aéronef sur l'axe d'approche correspond à l'intersection de cet axe d'approche avec ce plan vertical.

Bien entendu, une application préférée, mais non exclusive, du dispositif 1 conforme à l'invention, concerne le guidage d'un aéronef A  
25 lors de son atterrissage.

Dans ce cas, ledit dispositif 1 fait partie d'un dispositif de guidage 22 qui comporte de plus, comme représenté sur la figure 4 :

- un moyen usuel 23 qui est relié par une liaison 24 au moyen de détec-  
tion 7 et qui détermine, de façon usuelle, la déviation latérale de l'aéro-



nef A par rapport audit faisceau d'alignement latéral 3 détecté par ledit moyen de détection 7; et

– un dispositif utilisateur 25 qui reçoit lesdites déviations verticale et latérale respectivement dudit dispositif 1 et dudit moyen 23 par l'intermédiaire de liaisons 26 et 27. Pour des raisons de simplification du dessin, on a représenté sur la figure 4 les unités de calcul UC1 et UC2 sous forme d'une unité centrale UC regroupant ces deux unités de calcul UC1 et UC2. Ledit dispositif utilisateur 25 permet de réaliser le guidage de l'aéronef A lors de l'atterrissage.

Dans le cadre de la présente invention, ce guidage qui consiste à annuler lesdites déviations verticale et latérale, peut par exemple être similaire à celui effectué dans le cas où l'aéronef fait une approche de précision "ILS" usuelle. Selon un premier mode de réalisation, ce guidage peut être réalisé au moyen d'un pilote automatique de l'aéronef A. Selon un second mode de réalisation, ce guidage peut être réalisé par le pilote qui dispose d'un indicateur dit "directeur de vol" sur un écran de l'aéronef [par exemple un écran "PFD" ("Primary Flight Display")]. Selon un autre mode de réalisation, le pilote ne dispose que desdites déviations latérale et verticale à l'aide d'un moyen d'information approprié (par exemple un écran) et il corrige la trajectoire de l'aéronef A (en le pilotant) de façon à annuler ces déviations.

Par conséquent, le dispositif utilisateur 25 peut donc être, notamment, un pilote automatique, un écran ou un autre moyen d'information usuel.

Le dispositif de guidage 22 conforme à l'invention permet donc d'effectuer un guidage de l'aéronef A en phase d'approche d'un aéroport et lors de l'atterrissage, de façon similaire à un guidage réalisé lors d'une approche de précision "ILS", dans le cas particulier et difficile considéré dans la présente invention (absence de faisceau "glide"). Ceci permet de

nef A par rapport audit faisceau d'alignement latéral 3 détecté par ledit moyen de détection 7 ; et

un dispositif utilisateur 25 qui reçoit lesdites déviations verticale et latérale respectivement dudit dispositif 1 et dudit moyen 23 par l'intermé-

5 diaire de liaisons 26 et 27. Pour des raisons de simplification du dessin, on a représenté sur la figure 4 les unités de calcul UC1 et UC2 sous forme d'une unité centrale UC regroupant ces deux unités de calcul UC1 et UC2. Ledit dispositif utilisateur 25 permet de réaliser le guidage de l'aéronef A lors de l'atterrissage.

10 Dans le cadre de la présente invention, ce guidage qui consiste à annuler lesdites déviations verticale et latérale, peut par exemple être similaire à celui effectué dans le cas où l'aéronef fait une approche de précision "ILS" usuelle. Selon un premier mode de réalisation, ce guidage peut être réalisé au moyen d'un pilote automatique de l'aéronef A. Selon  
15 un second mode de réalisation, ce guidage peut être réalisé par le pilote qui dispose d'un indicateur dit "directeur de vol" sur un écran de l'aéronef [par exemple un écran primaire de pilotage "PFD" ("Primary Flight Display" en anglais)]. Selon un autre mode de réalisation, le pilote ne dispose que desdites déviations latérale et verticale à l'aide d'un moyen d'information  
20 approprié (par exemple un écran) et il corrige la trajectoire de l'aéronef A (en le pilotant) de façon à annuler ces déviations.

Par conséquent, le dispositif utilisateur 25 peut donc être, notamment, un pilote automatique, un écran ou un autre moyen d'information usuel.

25 Le dispositif de guidage 22 conforme à l'invention permet donc d'effectuer un guidage de l'aéronef A en phase d'approche d'un aéroport et lors de l'atterrissage, de façon similaire à un guidage réalisé lors d'une approche de précision "ILS", dans le cas particulier et difficile considéré dans la présente invention (absence de faisceau "glide"). Ceci permet de

réduire la charge de travail du pilote, améliore l'ergonomie puisque l'interface utilisatrice est similaire à celle utilisée pour une approche "ILS", et apporte une sécurité de vol accrue.

Le dispositif de guidage 22 conforme à l'invention apporte donc  
5 une aide essentielle à l'atterrissage, en particulier par mauvaise visibilité (brouillard, ...) ou en absence de visibilité.

On précise ci-après différentes caractéristiques du dispositif 1 conforme à l'invention.

Dans un mode de réalisation préféré de l'invention, le moyen de  
10 calcul 20 corrige la valeur d'altitude mesurée par la sonde barométrique 19, en fonction de la température au sol.

Pour ce faire, ledit moyen de calcul 20 corrige la valeur d'altitude  $A_m$  mesurée, à l'aide de l'expression suivante, pour obtenir une valeur d'altitude corrigée  $A_c$  :

15 
$$A_c = (A_m - A_p) \cdot (T_1 / T_2) + A_p$$

dans laquelle :

- $A_p$  est l'altitude de la piste d'atterrissage 2 de l'aéroport (publiée sur des cartes d'approche et stockée dans une base de données) ;
- $T_1$  est la température au sol ; et
- 20 -  $T_2$  est une valeur de température prédéterminée.

Dans une première variante de ce mode de réalisation préféré, la valeur de la température  $T_1$  mesurée sur l'aéroport est communiquée verbalement au pilote (par liaison radio avec la tour de contrôle de l'aéroport) et le pilote entre cette valeur dans un calculateur (unité de calcul UC1 par exemple) de l'aéronef A au moyen d'un dispositif de saisie approprié (non  
25 représenté), par exemple une interface de type "MCDU" ("Multipurpose Control Display Unit"). Dans une seconde variante, cette valeur de la température  $T_1$  mesurée sur l'aéroport est transmise à un calculateur (unité de calcul UC1 par exemple) de l'aéronef A au moyen d'une liaison de don-

réduire la charge de travail du pilote, améliore l'ergonomie puisque l'interface utilisatrice est similaire à celle utilisée pour une approche "ILS", et apporte une sécurité de vol accrue.

Le dispositif de guidage 22 conforme à l'invention apporte donc

- 5 une aide essentielle à l'atterrissage, en particulier par mauvaise visibilité (brouillard, ...) ou en absence de visibilité.

On précise ci-après différentes caractéristiques du dispositif 1 conforme à l'invention.

10 Dans un mode de réalisation préféré de l'invention, le moyen de calcul 20 corrige la valeur d'altitude mesurée par la sonde barométrique 19, en fonction de la température au sol.

Pour ce faire, ledit moyen de calcul 20 corrige la valeur d'altitude  $A_m$  mesurée, à l'aide de l'expression suivante, pour obtenir une valeur d'altitude corrigée  $A_c$  :

15 
$$A_c = (A_m - A_p) \cdot (T_1 / T_2) + A_p$$

dans laquelle :

- $A_p$  est l'altitude de la piste d'atterrissage 2 de l'aéroport (publiée sur des cartes d'approche et stockée dans une base de données) ;
- $T_1$  est la température au sol ; et
- 20 -  $T_2$  est une valeur de température prédéterminée.

Dans une première variante de ce mode de réalisation préféré, la valeur de la température  $T_1$  mesurée sur l'aéroport est communiquée verbalement au pilote (par liaison radio avec la tour de contrôle de l'aéroport) et le pilote entre cette valeur dans un calculateur (unité de calcul UC1 par exemple) de l'aéronef A au moyen d'un dispositif de saisie approprié (non représenté), par exemple une interface de type "MCDU" ("Multipurpose Control Display Unit" en anglais, c'est-à-dire unité d'affichage et de commande à usages multiples en français). Dans une seconde variante, cette valeur de la température  $T_1$  mesurée sur l'aéroport est transmise à un calculateur (unité de calcul UC1 par exemple) de l'aéronef A au moyen d'une liaison de don-

25

30

nées numérique (non représentée), par exemple une liaison radio, entre le contrôle aérien et l'aéronef A. De façon préférée, la correction d'altitude selon l'expression précitée n'est réalisée que si la température au sol T1 est inférieure à une valeur de température prédéterminée, en particulier à la valeur T2.

Ce mode de réalisation préféré présente l'avantage de corriger automatiquement l'altitude de l'aéronef A en fonction de la température lors du guidage de cet aéronef le long d'un axe d'approche, alors qu'actuellement les pilotes doivent corriger cette altitude en utilisant des abaques, notamment lorsqu'ils atterrissent sur des aéroports où la température est particulièrement basse.

Dans un autre mode de réalisation (qui peut être combiné avec le mode de réalisation préféré décrit ci-dessus pour fournir la valeur d'altitude Am utilisée dans la formule de correction d'altitude correspondant audit mode de réalisation préféré), l'altitude de l'aéronef utilisée pour le calcul de ladite déviation verticale est corrigée (si cela est nécessaire) de façon à être référencée par rapport au niveau 28 de la mer 29 (altitude dite QNH).

Une telle correction est réalisée notamment dans deux cas :

– l'altitude mesurée est référencée par rapport à la piste 2 de l'aéroport (altitude dite QFE). L'altitude Ap de la piste 2 par rapport au niveau 28 de la mer 29 étant connue (figure 5) et disponible, de façon connue, dans une base de données embarquée à bord de l'aéronef, on calcule l'altitude QNH à l'aide de l'expression suivante :

$$QNH = QFE + Ap$$

– l'altitude mesurée est une altitude dite standard (STD), c'est-à-dire une altitude qui correspond à un écart entre la pression mesurée par des capteurs de l'aéronef A et une pression de référence égale à 1013 HPa.

De façon connue, on calcule alors l'altitude corrigée QNH à l'aide de l'expression suivante (figure 6) :

$$QNH = STD + \Delta \text{ avec } \Delta = QNH_p - \beta,$$

QNH<sub>p</sub> dépendant de la pression atmosphérique au niveau de la piste d'atterrissage 2 et  $\beta$  étant une valeur prédéterminée.

Dans une première variante de ce dernier mode de réalisation, la valeur QNH<sub>p</sub> est communiquée verbalement au pilote (par exemple par liaison radio avec la tour de contrôle de l'aéroport) et le pilote entre cette valeur dans un calculateur (unité de calcul UC1 par exemple) de l'aéronef A au moyen d'un dispositif de saisie approprié, par exemple une interface de type "MCDU". Dans une seconde variante, cette valeur est transmise à un calculateur (unité de calcul UC1 par exemple) de l'aéronef A au moyen d'une liaison de données numérique (non représentée), par exemple une liaison radio, entre le contrôle aérien et l'aéronef A.

Ce mode de réalisation présente l'avantage d'utiliser une référence unique d'altitude quelle que soit la référence choisie par le pilote. Cela facilite le guidage de l'aéronef A. En effet, le guidage s'effectue généralement par rapport à des points de passage, dont l'altitude (QNH) indiquée sur les cartes d'approche est référencée par rapport au niveau 28 de la mer 29. De plus, généralement, l'altitude du point de référence utilisé pour la détermination de l'axe d'approche est, elle aussi, référencée par rapport au niveau 28 de la mer 29.

## REVENDEICATIONS

1. Procédé pour déterminer au moins une information de position verticale d'un aéronef (A) lors de son atterrissage sur une piste d'atterris-

sage (2), en présence d'un faisceau d'alignement latéral (3, 3B) qui est émis à partir du sol et qui donne une indication sur l'alignement latéral par rapport à la piste d'atterrissage (2),

caractérisé en ce que :

a) on détecte ledit faisceau d'alignement latéral (3, 3B) sur l'aéronef (A) ;

b) à partir d'informations relatives audit faisceau d'alignement latéral (3, 3B) ainsi détecté et d'informations prédéterminées, on détermine un axe d'approche de l'aéronef (A) ;

c) on détermine la position effective de l'aéronef (A) ;

d) on détermine une position de consigne de l'aéronef (A), qui correspond à la position qu'aurait l'aéronef (A) s'il se trouvait sur ledit axe d'approche ; et

e) à partir de ladite position effective et de ladite position de consigne de l'aéronef (A), on calcule la déviation verticale de l'aéronef (A), qui représente ladite information de position verticale.

2. Procédé selon la revendication 1,

caractérisé en ce qu'à l'étape b), pour déterminer ledit axe d'approche :

$\alpha$ ) on forme un ensemble de premiers axes passant tous par un même point prédéterminé situé au sol au moins à proximité de ladite piste d'atterrissage (2) et présentant tous une même pente prédéterminée ; et

$\beta$ ) on choisit comme axe d'approche un premier axe dudit ensemble de premiers axes, dont la projection sur un plan horizontal est parallèle à la projection sur ce plan horizontal dudit faisceau d'alignement latéral (3, 3B) détecté.

3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2,

caractérisé en ce qu'à l'étape c), on détermine la position effective de l'aéronef (A), à partir de valeurs de longitude, de latitude et d'altitude de l'aéronef (A).

5 4. Procédé selon la revendication 3,

caractérisé en ce que la valeur d'altitude de l'aéronef (A) est obtenue à l'aide d'au moins une mesure réalisée par au moins une sonde barométrique (19).

5. Procédé selon l'une des revendications 3 et 4,

10 caractérisé en ce que l'on corrige la valeur d'altitude qui est mesurée, en fonction de la température au sol.

6. Procédé selon la revendication 5,

caractérisé en ce que l'on corrige la valeur d'altitude  $A_m$  mesurée, à l'aide de l'expression suivante, pour obtenir une valeur d'altitude corrigée  $A_c$  :

15  $A_c = (A_m - A_p) \cdot (T_1 / T_2) + A_p$

dans laquelle :

- $A_p$  représente l'altitude de la piste d'atterrissage (2) ;
- $T_1$  est la température au sol ; et
- $T_2$  est une valeur de température prédéterminée.

20 7. Procédé selon l'une des revendications 5 ou 6,

caractérisé en ce que l'on corrige la valeur d'altitude uniquement si la température au sol est inférieure à une valeur de température prédéterminée.

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 3 à 7,

25 caractérisé en ce que l'on corrige la valeur d'altitude mesurée de manière à obtenir une valeur d'altitude corrigée QNH qui est référencée par rapport au niveau (28) de la mer (29).



## 9. Procédé selon la revendication 8,

caractérisé en ce que, lorsque la valeur d'altitude mesurée QFE est référencée par rapport à la piste d'atterrissage (2), on la corrige, à l'aide de l'expression suivante, pour obtenir la valeur d'altitude corrigée QNH :

5 
$$QNH = QFE + A_p,$$

dans laquelle  $A_p$  représente l'altitude de la piste d'atterrissage (2).

## 10. Procédé selon la revendication 8,

caractérisé en ce que, lorsque la valeur d'altitude mesurée est une altitude standard STD, on la corrige, à l'aide de l'expression suivante, pour obtenir la valeur d'altitude corrigée QNH :

10 
$$QNH = STD + \Delta \text{ avec } \Delta = QNH_p - \beta,$$

$QNH_p$  étant une valeur dépendant de la pression atmosphérique au niveau de la piste d'atterrissage (2) et  $\beta$  étant une valeur prédéterminée.

## 11. Procédé de guidage d'un aéronef (A) lors de son atterrissage

15 sur une piste d'atterrissage (2), en présence d'un faisceau d'alignement latéral (3, 3B) qui est émis à partir du sol et qui donne une indication sur l'alignement latéral par rapport à la piste d'atterrissage (2),

caractérisé en ce que l'on réalise, de façon répétitive, jusqu'à l'atterrissage, la suite d'opérations successives suivante :

20 A/ on met en œuvre le procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 10, pour déterminer la déviation verticale de l'aéronef (A) ;

B/ on détermine la déviation latérale de l'aéronef (A) par rapport audit faisceau d'alignement latéral (3, 3B) détecté ; et

25 C/ on guide l'aéronef (A) de manière à annuler lesdites déviations verticale et latérale.

12. Dispositif pour déterminer au moins une information de position verticale d'un aéronef (A) lors de son atterrissage sur une piste d'atterrissage (2), en présence d'un faisceau d'alignement latéral (3, 3B) qui

est émis à partir du sol et qui donne une indication sur l'alignement latéral par rapport à la piste d'atterrissage (2);

caractérisé en ce qu'il comporte :

- 5        – un moyen de détection (7) pour détecter ledit faisceau d'alignement latéral (3, 3B) sur l'aéronef (A) ;
- une base de données (8) comportant des informations relatives à l'atterrissage sur ladite piste d'atterrissage (2) ;
- un premier moyen (9) pour déterminer un axe d'approche de l'aéronef (A), à partir d'informations relatives audit faisceau d'alignement latéral
- 10      (3, 3B), reçues dudit moyen de détection (7), et d'informations reçues de ladite base de données (8) ;
- un deuxième moyen (14) pour déterminer la position effective de l'aéronef (A) ;
- un troisième moyen (12) pour déterminer une position de consigne de
- 15      l'aéronef (A), qui correspond à la position qu'aurait l'aéronef (A) s'il se trouvait sur ledit axe d'approche ; et
- un quatrième moyen (15) pour calculer, à partir de ladite position effective et de ladite position de consigne de l'aéronef (A), la déviation verticale de l'aéronef (A), représentant ladite information de position verti-
- 20      cale.

13. Dispositif selon la revendication 12, caractérisé en ce que lesdits premier et deuxième moyens (9, 20) font partie d'une seule et même unité de calcul (UC1).

14. Dispositif selon l'une des revendications 12 et 13, caractérisé en ce que lesdits troisième et quatrième moyens (12, 15) font

25      partie d'une seule et même unité de calcul (UC2).

15. Aéronef,

caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif susceptible de mettre en  
œuvre le procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à

11.

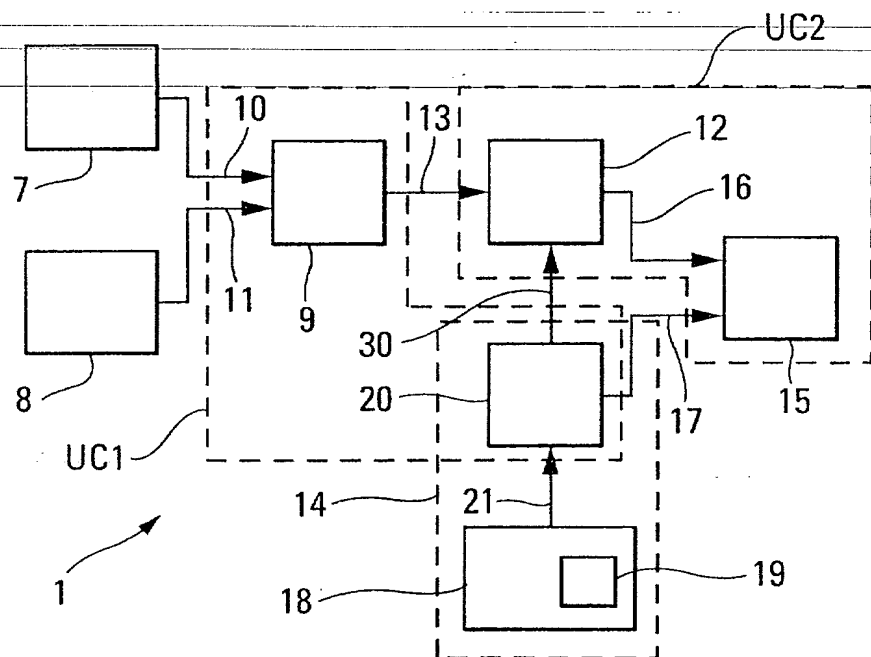


Fig. 1

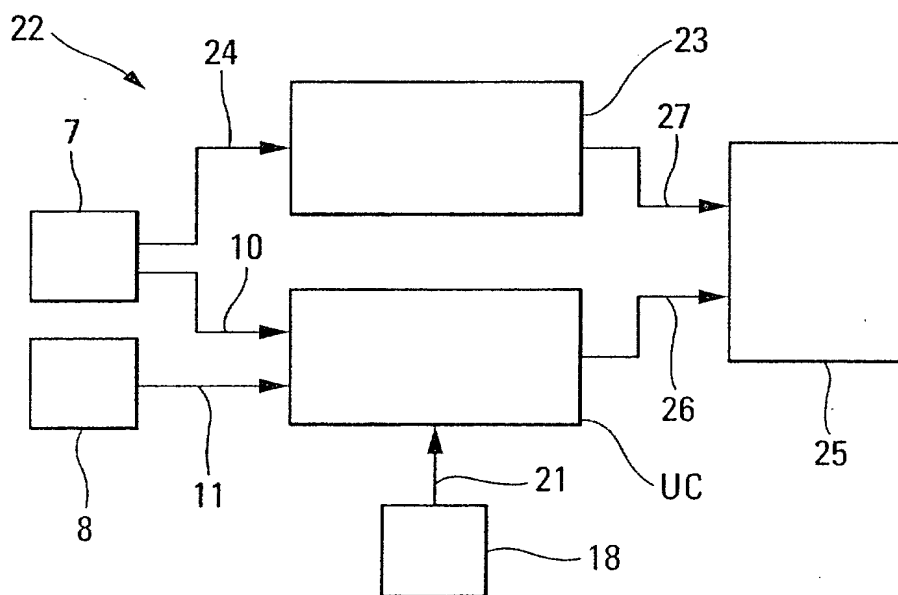


Fig. 4

2/3

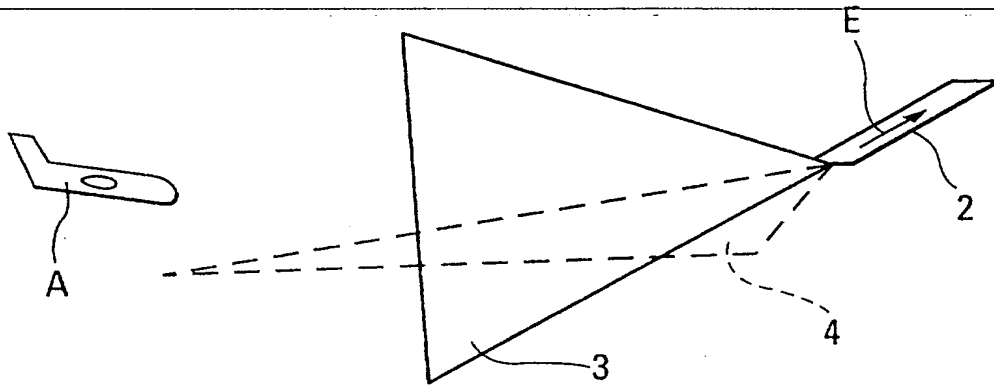


Fig. 2

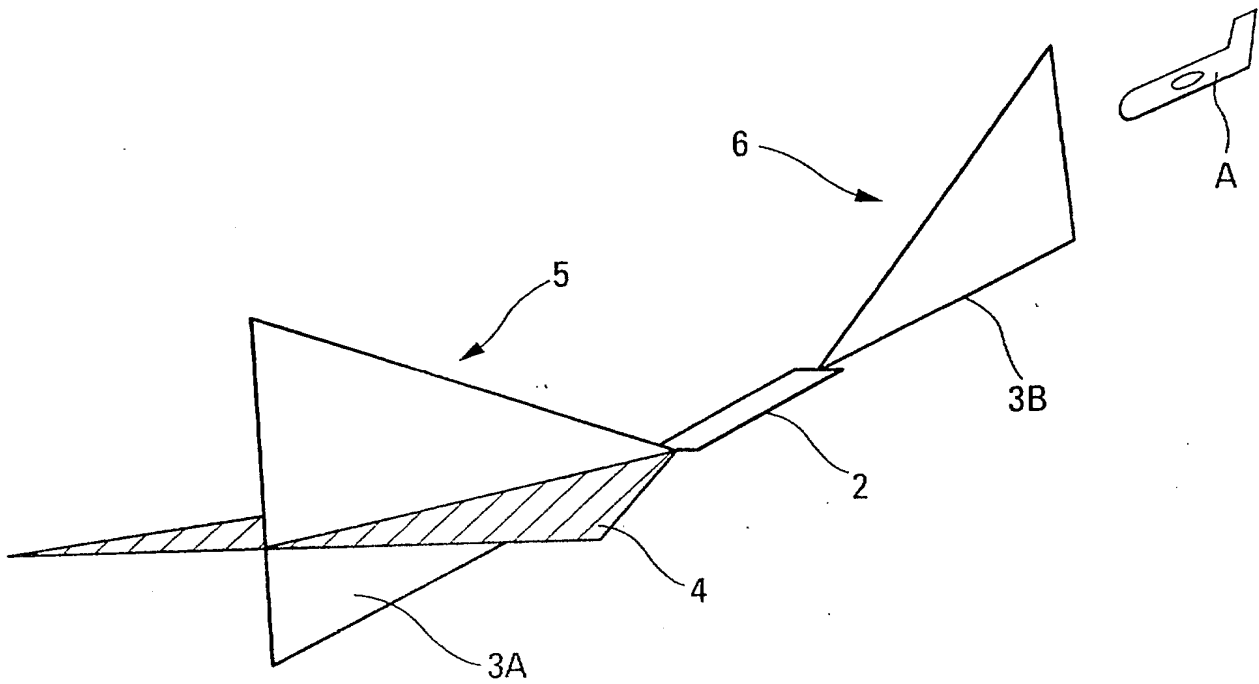


Fig. 3

3/3

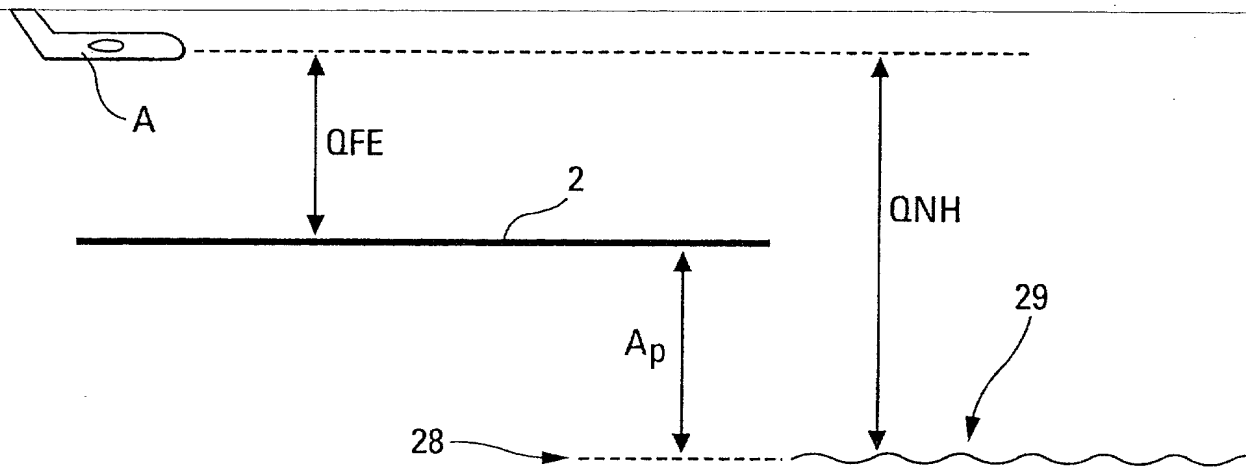


Fig. 5

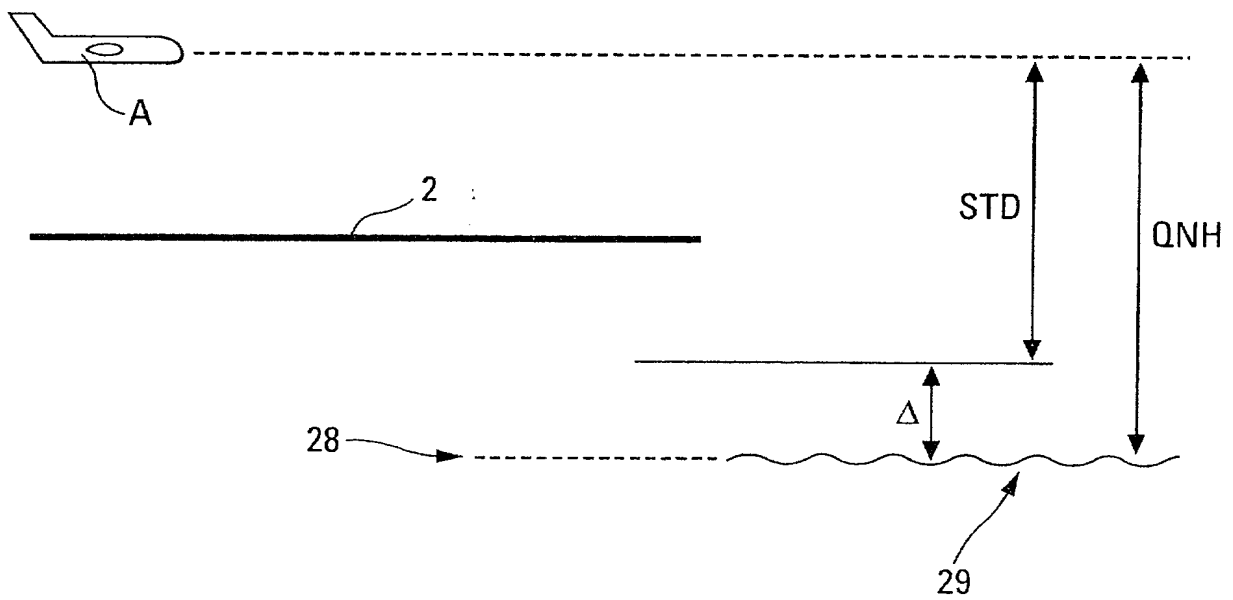


Fig. 6

**BREVET D'INVENTION****CERTIFICAT D'UTILITÉ**

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



N° 11235\*03

**DÉPARTEMENT DES BREVETS**26 bis, rue de Saint Pétersbourg  
75800 Paris Cedex 08

Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04 - Télécopie : 33 (1) 42 94 86 54

**DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S)** Page N° 1.../1...

(À fournir dans le cas où les demandeurs et les inventeurs ne sont pas les mêmes personnes)



Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 113 @ W / 270601

<b>Vos références pour ce dossier (facultatif)</b>		AF-731
<b>N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL</b>		0303335
<b>TITRE DE L'INVENTION</b> (200 caractères ou espaces maximum)		
Procédé et dispositif pour déterminer au moins une information de position verticale d'un aéronef.		
<b>LE(S) DEMANDEUR(S) :</b>		
AIRBUS France		
<b>DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) :</b>		
<b>1</b>	Nom	ROUQUETTE
	Prénoms	Patrice
Adresse	Rue	Les Castelets - Lioujas
	Code postal et ville	31274 LA LOUBIERE
Société d'appartenance (facultatif)		
<b>2</b>	Nom	PEYRUCAIN
	Prénoms	Eric
Adresse	Rue	12, Chemin des Mottes
	Code postal et ville	31118 SAINT GENIES BELLEVUE
Société d'appartenance (facultatif)		
<b>3</b>	Nom	ROSAY
	Prénoms	Jacques
Adresse	Rue	7, Rue du Languedoc
	Code postal et ville	31000 TOULOUSE
Société d'appartenance (facultatif)		
S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez plusieurs formulaires. Indiquez en haut à droite le N° de la page suivi du nombre de pages.		
<b>DATE ET SIGNATURE(S)</b> <b>DU (DES) DEMANDEUR(S)</b> <b>OU DU MANDATAIRE</b> <b>(Nom et qualité du signataire)</b>		
le 19 mars 2003 Mandataire "CPI brevet" : Bernard HAUER 98-0504 (B)		

THIS PAGE BLANK (USPTO)